

(19)日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-323543

(43)公開日 平成6年(1994)11月25日

| | | | | |
|--------------------------|------|---------|----|--------|
| (51)Int.Cl. ⁵ | 識別記号 | 庁内整理番号 | FI | 技術表示箇所 |
| F 2 3 R | 3/32 | 7604-3G | | |
| | 3/20 | 7604-3G | | |
| | 3/34 | 7604-3G | | |
| | 3/52 | 7604-3G | | |

審査請求 未請求 請求項の数13 FD (全 8 頁)

(21)出願番号 特願平6-101841

(22)出願日 平成6年(1994)4月15日

(31)優先権主張番号 08/046320

(32)優先日 1993年4月15日

(33)優先権主張国 米国(US)

(71)出願人 590004419

ウェスチングハウス・エレクトリック・コーポレーション

WESTINGHOUSE ELECTRIC CORPORATION

アメリカ合衆国、ペンシルベニア州、ピッツバーグ、ゲイトウェイ・センター(番地なし)

(72)発明者 アンソニー マクワーター

カナダ国 オンタリオ ナイアガラフォールズ ヴァリアントストリート 6985

(74)代理人 弁理士 加藤 紘一郎 (外2名)

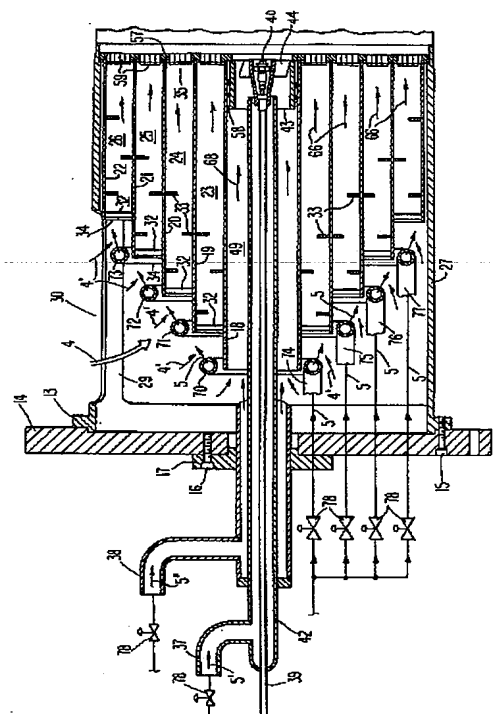
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 ガスタービン及び燃料の燃焼方法

(57)【要約】

【目的】 NO_x の生成量を減少させるよう燃料と空気の超希薄混合気による安定した燃焼を行うことができる燃焼器を提供する。

【構成】 燃焼器(6)は、バリエプレート(57)により互いに分離された予混合領域(10)と燃焼領域(12)を有する。燃料と空気から成る希薄混合気を導入する複数の同心状に配置された環状通路(23~26)が予混合領域内に設けられる。各環状通路は、複数のスワラ(59)が円周方向に配置された排出端を有し、スワラは環状通路を通して流れる燃料/空気混合気が燃焼領域内へ入るようにし、スワラは保炎器として働く。ドーナツ形燃料マニホールド(70~73)を環状通路の各々の上流側に設けることにより、各環状通路内の燃料空気比(燃空比)を個々に調節できる。燃焼器の点火温度を上げるには、燃料を各環状通路に順次供給するが、まず最初に燃料を最も内側の通路に供給する。パイロット燃料組立体が環状通路に対し中央に配置されており、このパイロット燃料組立体はスワールベーン(44)及び点火装置(40)を有する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 ガスタービンであって、空気を圧縮する圧縮機と、燃料を前記圧縮空気内で燃焼させることにより高温ガスを生じさせる燃焼器と、該燃焼器で生じた高温ガスを膨張させるタービンとから成り、前記燃焼器は、各々、入口端及び排出端を備えていて、共通軸線の周りに同心状に配置された複数の環状通路と、前記環状通路の各々のためのほぼドーナツ形のマニホルドとを有し、該ドーナツ形マニホルドの各々は、その対応の環状通路の前記入口端のすぐ上流側に設けられ、燃料を該環状通路内へ、前記共通軸線に対し鋭角をなして導入する手段を有しており、前記燃焼器は更に、ドーナツ形マニホルド経路による各環状通路内への燃料の導入を別々に制御する手段を有することを特徴とするガスタービン。

【請求項2】 鋭角で燃料を導入する前記手段は、前記ドーナツ形マニホルドの各々に形成されていて、その周りに円周方向に分布した複数の燃料排出ポートであることを特徴とする請求項1のガスタービン。

【請求項3】 前記環状通路は各々、該環状通路を通して流れる流体に乱流を導入する手段を有することを特徴とする請求項1のガスタービン。

【請求項4】 前記乱流導入手段は、前記環状通路の各々の内部に配置され、その周りに円周方向に延びるバップルの第1及び第2の列を含み、前記第1のバップル列は各々、前記第2のバップル列から軸方向に間隔を置き、前記第1のバップル列中の前記バップルの少なくとも一部は半径方向内方に延び、前記第2のバップル列中の前記バップルの少なくとも一部は半径方向外方に延びることを特徴とする請求項3のガスタービン。

【請求項5】 前記燃焼器は前記環状通路の各々のためのスワラを更に有することを特徴とする請求項1のガスタービン。

【請求項6】 前記燃焼器は前記環状通路の各々のための複数のスワラを有し、該スワラの各々は、その周りに円周方向に分布した複数の翼を有し、前記スワラは、前記環状通路の各々の周りでその排出端の近傍で円周方向に分布したスワラのアレいを形成することを特徴とする請求項1のガスタービン。

【請求項7】 スワラ翼は各々、触媒材料で被覆されていることを特徴とする請求項6のガスタービン。

【請求項8】 環状通路の前記排出端の下流側に位置したプレートをも有し、前記スワラは各々、前記プレート内に設けられていることを特徴とする請求項6のガスタービン。

【請求項9】 前記燃焼器は、環状通路と同心状に設けられた状態でこれによって包囲され、排出ポートを備えた燃料供給パイプと、前記燃料供給パイプの排出ポートの下流側に設けられたスワラと、燃料と空気の混合気を着火させる手段とを更に有し、前記着火手段の少なくとも一部は前記スワラ内に位置していることを特徴とす

る請求項1のガスタービン。

【請求項10】 前記着火手段は電気抵抗により加熱される要素を含むことを特徴とする請求項9のガスタービン。

【請求項11】 前記加熱される要素は触媒材料で被覆されていることを特徴とする請求項10のガスタービン。

【請求項12】 前記燃焼器の少なくとも一部は触媒材料で形成されていることを特徴とする請求項1のガスタービン。

【請求項13】 ガスタービンにおいて、燃料を圧縮空気内で燃焼させる方法であって、燃料空気比が重量を基準として少なくとも0.04の燃料と空気の混合気から成る第1の流れを、燃焼領域の中央部分内に導入し、前記第1の流れを着火させて前記燃焼領域内に中央パイロット火炎を生じさせ、燃料と空気の混合気から成る第2の流れを、パイロット火炎発生後に、前記中央部分の周りの前記燃焼領域の第1の部分に導入し、それにより前記パイロット火炎の周りに第2の火炎を生じさせ、前記第2の流れの燃料空気比は重量を基準として0.035未満であり、さらに、燃料と空気の混合気から成る第3の流れを、前記第2の火炎発生後に、前記第1の部分の周りの前記燃焼領域の第2の部分に導入し、それにより前記第2の火炎の周りに第3の火炎を生じさせ、前記第3の流れの燃料空気比は重量を基準として0.035未満であることを特徴とする燃焼方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、燃料を圧縮空気内で燃焼させる燃焼器（燃焼装置ともいう）に関する。より詳細には、本発明は、燃焼によるNO_xの生成量を著しく減少させるガスタービン用燃焼器及び燃料燃焼方法に関する。

【0002】

【従来の技術】ガスタービンでは、一又二以上の燃焼器内で燃料を圧縮機により得られた圧縮空気中で燃焼させる。伝統的に、かかる燃焼器は、燃料と空気のほぼ理論混合気を生じさせ、これを拡散燃焼方式で燃焼させる主燃焼領域を備えていた。主燃焼領域の下流側で、空気を更に燃焼器内へ導入した。全体的な燃料空気比（燃空比）は理論比よりもかなり小さいが、始動時における燃料／空気混合気の着火は容易であり、主燃焼領域内での燃料／空気混合気が局所的に濃厚なので着火温度の広範囲にわたり良好な火炎安定性が得られた。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】残念ながら、かかるほぼ理論燃料／空気混合気を用いると、結果的に、主燃焼領域中の温度が非常に高くなっていた。このように温度が高いために、大気汚染物と考えられる窒素の酸化物（NO_x）の生成が促進された。希薄燃料空気比での燃

焼により NO_x 生成量が減少することは知られているが、かかる希薄混合気は着火が困難であり、火炎安定性が良くない。

【0004】したがって、始動時における信頼性のある着火を可能にするだけでなく、 NO_x の生成量を減少させるよう燃料と空気から成る希薄混合気による安定した燃焼を可能にする燃焼器を提供することが望ましい。

【0005】したがって、本発明の一般的な目的は、始動時における信頼性のある着火を可能にするだけでなく、 NO_x の生成量を減少させるよう燃料と空気から成る希薄混合気による安定した燃焼を可能にする燃焼器及び燃料燃焼方法を提供することにある。

【0006】

【課題を解決するための手段】簡単に述べると、本発明の上記目的及び他の目的は、空気を圧縮する圧縮機、圧縮空気中で燃料を燃焼させることにより高温ガスを生じさせる燃焼器、及び燃焼器で生じた高温ガスを膨張させるタービンとから成るガスタービンにおいて達成される。燃焼器は、(1) 各々、入口端及び排出端を備えた複数の同心状に配置された環状通路、(2) 環状通路内に燃料を導入する各環状通路のための第1の燃料排出ポート、及び(3) 燃料排出ポート経由による環状通路の各々の中への燃料の導入を別々に制御する手段を有する。一実施例では、燃焼器はそのほかに、各環状通路に対応して複数のスワラ又は旋回翼を有し、かかるスワラは、それぞれの環状通路の周りに円周方向に分布したアレイを形成する。この実施例では、燃料排出ポート経由による環状通路の各々の中への燃料の導入を別々に制御する前記手段は環状通路の各々のためのほぼドーナツ形のマニホールドを含み、度ナツツ形マニホールドの各々は、その対応の環状通路の上流側に配置されている。また、本発明は、ガスタービンにおいて、燃料を圧縮空気内で燃焼させる方法であって、(1) 燃料空気比が重量を基準として少なくとも0.04の燃料と空気の混合気から成る第1の流れを、燃焼領域の中央部分内に導入し、(2) 前記第1の流れを着火させて前記燃焼領域内に中央パイロット火炎を生じさせ、(3) 燃料と空気の混合気から成る第2の流れを、パイロット火炎発生後に、前記中央部分の周りの前記燃焼領域の第1の部分に導入し、それにより前記パイロット火炎の周りに第2の火炎を生じさせ、前記第2の流れの燃料空気比は重量を基準として0.035未満であり、さらに、(4) 燃料と空気の混合気から成る第3の流れを、前記第2の火炎発生後に、前記第1の部分の周りの前記燃焼領域の第2の部分に導入し、それにより前記第2の火炎の周りに第3の火炎を生じさせ、前記第3の流れの燃料空気比は重量を基準として0.035未満であることを特徴とする燃焼方法を提供する。

【0007】

【実施例】図面を参照すると、図1にはガスタービン1

が示されている。従前通り、ガスタービンは周囲空気2を引き込む圧縮機3を有する。圧縮機3は圧縮空気4を燃焼器6に送り、燃焼器6内での燃料5の燃焼により高温ガス7が生じる。高温ガス7はタービン8内で膨張し、次に排ガス9として排出される。

【0008】本発明は、ガスタービン1の燃焼器6、具体的には、発生する NO_x が非常に低レベルになるよう(例えば、ガスタービンがその基底負荷点火温度で作動している時、水又は蒸気の注入を行わない状態で約9 p p m v 以下)設計された燃焼器に関する。図2及び図3に示すように、本発明の燃焼器は、空気及び燃料が混合される予混合領域10と、予混合領域の下流側に位置した燃焼領域12とを含む。前端部にフランジ13を備えたハウジング27が、燃焼器6の予混合領域10を包囲している。3つの大きな窓形開口部30がハウジング27の周りに等間隔で配置されている。ダクト28がハウジング27の前端部に取り付けられ、燃焼領域12を包囲している。冷却通路31がダクト21の周りに形成されていて、フィルム冷却空気を導入できるようになっている。燃焼器6で生じた高温ガスをタービン8に送り出すための出口56がダクト28の後端部に形成されている。

【0009】図4に示すように、ハウジング27の前フランジ13はネジ15によりプレート14に取り付けられ、ガスタービン1の燃焼領域内への燃焼器6の取り付けを容易にしている。また、図4に示すように、5つの円筒形ライナ18~22が、燃焼器6の予混合領域10内に同心状に配置されていて、4つの環状通路23~26を形成しており、隣り合う各ライナ対の間に環状通路が一つずつ形成されている。環状通路の各々は、入口端34及び排出端35を有する。支持ストラット32が、各環状通路の入口端34に隣接して配置されていて、構造体を補剛している。バリアプレート57が環状通路の排出端35に隣接してライナ18~22の前端部に取り付けられていて、燃焼器の予混合領域10と燃焼領域12を互いに分離している。

【0010】図5に最も良く示すように、複数のバッフル33がライナ18~22から半径方向内方且つ外方へ延びて環状通路23~26内に延びており、これら環状通路の周りにバッフルが円周方向に分布して配置されている。図6で最も良く分かるように、複数のスワラ又は旋回翼59がバリアプレート57内に配置されていて、排出端35に隣接して環状通路23~26の各々の周りに円周方向に分布して配置されている。典型的なスワラ59が図9及び図10に示されており、この典型的なスワラ59は外側リングを備えており、この外側リングから複数の翼又はベーン53が延びている。スワラ翼53はスワラ59を通して流れる燃料及び空気に回転を与えるようになっている。そのように回転を与える際、スワラ翼53は燃料と空気の混合を促進して

フレームを定着させるのに役立つ再循環状態を生じさせている。中央に位置する通路52がスワラ59の内部に形成されており、この通路52により、流体はスワラ翼53を通過することなくバリアプレート57を通過して流れることができる。通路52の幾つかを開き、他を塞いだままにすることにより、各スワラ59を通る空気の流量を調節して安定性を向上させることができる。

【0011】図11に示すように、本発明の好ましい実施例では、各スワラ翼は金属製コア54で構成されており、金属製コアは、触媒材料55、例えばパラジウムとプラチナから成る組成物で被覆されており、この触媒材料により、低温での燃焼を促進し、それゆえNO_xの生成量を減少させる。適当な触媒被覆剤はコネチカット州ニューヘブデン所在のプリシジョン・コンパッション・インコーポレイテッドを通じて入手できる。

【0012】図4に示すように、燃料組立体が燃焼器6内に配置されている。燃料組立体は4つの同心状のドーナツ形マニホルド70〜73で構成されている。各燃料マニホルド70〜73は環状通路23〜26のうちの一つの入口端34のすぐ上流側に配置されている。複数の後方に向けた燃料排出ポート47（そのうちの 하나가図12に示されている）がマニホルド70〜73の各々の周囲の周りに分布して配置されている。本発明の好ましい実施例では、排出ポート47は互いに約2cm（0.75インチ）間隔で配置されていて、燃料5が環状通路23〜26の周囲の周りに均等に分配されるようになっている。加うるに、燃料排出ポート47は各々、図12に示すように、約18°の角度Aに差し向けられていて、各燃料排出ポートは図4に示すように、燃料5を或る角度をなして環状通路20〜26の各々の半径方向外側領域中へ差し向け、それにより混合を促進するようになっている。

【0013】図4に示すように、4つの軸方向に延びる燃料供給管74〜77のうちの1本は、4つの燃料マニホルド70〜73の各々につながり、従って各マニホルドには燃料5が別個の燃料供給管により供給されるようになっている。流量調節弁78が各燃料供給管74〜77内に取り付けられている。その目的は、各燃料供給管への燃料供給源（図示せず）からの燃料5の流量を調節することにある。かくして、本発明によれば、各環状通路23〜26への燃料の供給は別個に調節できる。好ましい実施例では、燃料は気体燃料、例えば天然ガスである。

【0014】図4に示すように、燃焼器6は又、プレート17を貫通するネジ16によりプレート14に取り付けられたパイロット燃料組立体を備えている。パイロット燃料組立体は、パイロット燃料5'をパイロット燃料管42に供給する燃料パイプ37を有する。図7に最も良く示すように、パイロット燃料管42は、最も内側のライナ18内に配置されると共にこの中にバネクリップ

58により心出しされたパイロット燃料／空気スワラ43（図4に示す）に送り出す。図7に示すように、パイロット燃料／空気スワラ43は、内側リング61、外側リング62、及びこれらリングの間に延びる複数のスワラ翼44で構成されている。スワラ翼44はパイロット43を通過して流れる空気と燃料に回転を与えるようになっており、それにより良好な火炎安定性を確保している。従来型のスパーク・ギャップ形式のものであるのが良い点火装置又は着火装置40が、内側リング61内に配置されていて、その先端はパイロット43をちょうど越えて延びるようになっている。パイロット燃料管42を貫通する電気導管39が動力を点火装置40に供給する。

【0015】燃焼器6へ供給された燃料の全てが、燃料5を環状通路23〜26及びパイロット燃料管42に供給する燃料マニホルド70〜73を通過して流れるわけではない。また、図4に示す燃料パイプ38は補助パイロット燃料と称する燃料5''を供給する。燃料パイプ38は、補助パイロット燃料5''を、パイロット燃料管42の一部を包囲する導管41に送り出す。導管41から、補助パイロット燃料5''は、最も内側のライナ18とパイロット燃料管42との間に形成された環状通路49に差し向けられる。

【0016】燃焼器6の作動原理を以下に説明する。燃焼器一つだけについて作動を説明するが、ガスタービン1は多くのかかる燃焼器6を備えていることは理解されるべきである。起動の際、圧縮機3は始動モータ（図示せず）により点火速度、典型的には設計速度の約18%〜約20%まで高速回転される。圧縮機のロータ（図示せず）の増速につれ、圧縮機3からの圧縮空気4は図4に示すように3つの大きな窓形開口部30を通過して燃焼器6内に流入する。燃焼器6への流入後、空気は4つの流れ4'に分割され、一つの流れは4つの環状通路49及び23〜26の各々を通過して流れる。

【0017】点火速度に達すると、パイロット燃料5'を燃料パイプ37及びパイロット燃料管42を経由して導入する。図7に示すように、パイロットスワラ43内では、パイロット燃料5'は環状通路49を通過して流れる空気4'と十分な量混合し、燃料と空気の適度の混合気、即ち、局所的な燃料空気比（又は、燃空比）が重量を基準として少なくとも約0.04の混合気を得て点火を行わせる。動力の供給により燃焼を行い、その後、パイロット燃料5'を点火装置40に導入する。

【0018】パイロットスワラ43内で行われる混合、パイロットスワラを通過して流れる燃料と空気の混合気67の上記の局所燃料／空気比、及びスワラ翼44の火炎定着効果の結果として、図13に示すように非常に安定したパイロット火炎64がパイロットスワラ43のすぐ下流側の燃焼領域12の中央部分中に得られる。かかる燃焼（燃料と空気が火炎の前部のすぐ上流側

で燃料が濃いめの割合で混合される)は、一般に「拡散」タイプの燃焼と称されている。

【0019】残念なことに、パイロット火炎64と関連した拡散燃焼により、結果的にガス温度が局所的に高くなり、従って NO_x の生成量が多くなる。かくして、本発明によれば、ガスタービン速度が点火速度を越えて大きくなると、それ以上の燃料の燃焼が、燃料が濃いめの拡散燃焼方式ではなくて、超希薄予混合タイプの燃焼方式で生じる。当該技術分野で周知のように、希薄燃焼により、燃焼領域内の局部的ガス温度が最小限に抑えられ、従って、 NO_x の生成が最小限に抑えられる。本明細書で用いる希薄燃料／空気混合気という用語は、空気に対する燃料の比、即ち、燃料空気比が重量を基準として約0.035よりも小さい混合気をいう。

【0020】本発明によれば、かかる超希薄予混合燃焼は、燃料5を希薄空気／空気混合気を燃料マニホールド70～73を介してパイロット燃料管42の周りの環状通路23～26内に導入することにより得られる。燃料5が環状通路23～26を流れているとき、通路の長さ及び乱流を引き起こすバップル33の存在により、燃料と空気の高い混合の度合が促進される。かかる混合により、その結果得られた燃料と空気の流れ66(図4及び図13に示す)は全体にわたり希薄燃料／空気比を呈している。その結果、 NO_x の生成を促進する局所的な燃料濃厚域がない。環状通路23～26を流れた後、燃料／空気混合気66はスワラ59を経て予混合領域10から出て燃焼領域12に流入する。燃焼領域12内では、希薄燃料／空気混合気66はパイロット火炎64によって着火され、それにより、パイロット火炎64を包囲した状態で燃焼領域12内にさらに別の同心状の火炎前面80～83を生じさせる。

【0021】好ましい実施例では、燃料5は環状通路23～26内に順次供給される。かくして、タービン8に加わる負荷が増大すると高温ガス7のより高い温度が必要となるので、パイロット燃料管42により得られる燃料5'の外に追加の燃料5が当初において、その環状通路のすぐ上流側で燃料マニホールド70を経て内側の環状通路23にのみ供給される。環状通路23を流れる燃料／空気混合気を点火させて、パイロット火炎64を包囲する燃焼領域の一部内に環状の火炎80を生じさせた後、点火温度を一段と高くするため、燃料マニホールド70により環状通路23に供給される燃料を増加させるが、その環状通路内の燃空比が重量を基準として約0.035に達するまでにする。

【0022】しかる後、燃料を燃料マニホールド71經由で環状通路24に供給することにより負荷を更に大きくし、それにより第1の環状の火炎80の周りに第2の環状の火炎80を生じさせる。追加の燃料をその燃空比が重量を基準として0.035に達するまで環状通路24に供給する。さらにそれ以上負荷を増大させるには、燃

料を同様な方法で燃料マニホールド72を経て環状通路25に供給し、最後にその燃料マニホールド73を経て最も外側の環状通路26に供給する。その結果、燃焼器6の点火温度が濃燃料／空気比の流れを生ずることなく増加すると、火炎が燃焼領域12内で半径方向外方へ延びることになる。このようにすると、超希薄燃料／空気混合気66、従って、 NO_x の低生成量を作動範囲全体に亘って維持できる。

【0023】それ以上の改良策として、本発明によれば、環状通路23～26の各々を通して流れる希薄燃料／空気混合気66に関して燃焼を達成した後、補助パイロット燃料5''を燃料導管41經由で最も内側の環状通路49に供給するのが良い。この場合もまた、通路49の長さにより、燃料と空気の良好な混合が促進され、図4に示す希薄燃料／空気混合気68が得られる。次に、パイロット燃料5'及びその関連の拡散燃焼(これは上述のように、これは NO_x 発生の主要源である)を省くことができ、補助パイロット燃料5''の希薄予混合燃焼はパイロット火炎64を維持するのに利用できる。

【0024】典型的には、パイロット燃料／空気混合気67を除き、本発明の燃焼器6が動作する際の希薄燃料／空気比における燃焼の火炎安定性は不良であり、それにより吹き消え(blow-out)の恐れが生じる。しかしながら本発明によれば、燃焼領域の中央にパイロット火炎64を用い、そして火炎65を定着させるのに役立つ各環状通路23～26の排出部においてスワラ59(そのうち幾つかのコア52は施栓される)を用いることにより、良好な火炎安定性が達成される。

【0025】図14は、本発明のもう1つの実施例であるパイロットスワラ43'を示しており、かかる実施例では、スパークタイプの点火装置40に代えて、燃料を点火させるのに十分な温度まで電気抵抗により加熱される要素63で構成された点火装置が用いられている。図14に示すように、この実施例では、外側リング62の内面及び加熱要素63の外面は、触媒材料、例えば先にスワラ翼53に関連して説明したもので被覆されている。

【0026】本発明をガス燃料に関連して説明したが、本発明は他の燃料を用いても実施できる。また、本発明をガスタービンの燃焼器に関連して説明したが、本発明は低 NO_x が望まれる他の型式の機械で用いられる燃焼器に関しても実施できる。

【0027】

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明による燃焼器を用いるガスタービンの略図である。

【図2】本発明の燃焼器の縦断面図である。

【図3】図2に示す燃焼器の前側部分の等角図である。

【図4】図2に示す燃焼器の前側部分の縦断面図であり、燃料配管及び点火装置を取り付けた状態で示す図で

ある。

【図 5】図 2 の V-V 線における横断面図である。

【図 6】図 2 に示す V I-V I 線における断面図である。

【図 7】図 4 に示す燃焼器のパイロット区分の拡大図である。

【図 8】図 7 に示す V I I I-V I I I 線における図である。

【図 9】図 2 に示すスワラのうちの 1 つの正面図である。

【図 10】図 9 に示す X-X 線における横断面図である。

【図 11】図 10 に示す X I-X I 線における横断面図である。

【図 12】図 4 に示す燃料導管の横断面図である。

【図 13】作動中の本発明の燃焼器の長さ方向横断面部分略図である。

【図 14】本発明による燃焼器のパイロット部分の変形例の縦断面図である。

【符号の説明】

1 ガスタービン

* 2 周囲空気

3 圧縮機

4 圧縮空気

5 燃料

6 燃焼器

7 高温ガス

8 タービン

9 排ガス

10 予混合領域

12 燃焼領域

14 プレート

18 円筒形ライナ

23 環状通路

27 ハウジング

28 ダクト

30 開口部

38 燃料パイプ

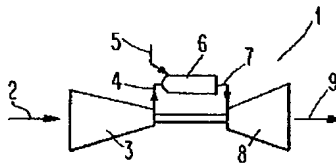
40 点火装置

43 パイロット燃料/空気スワラ

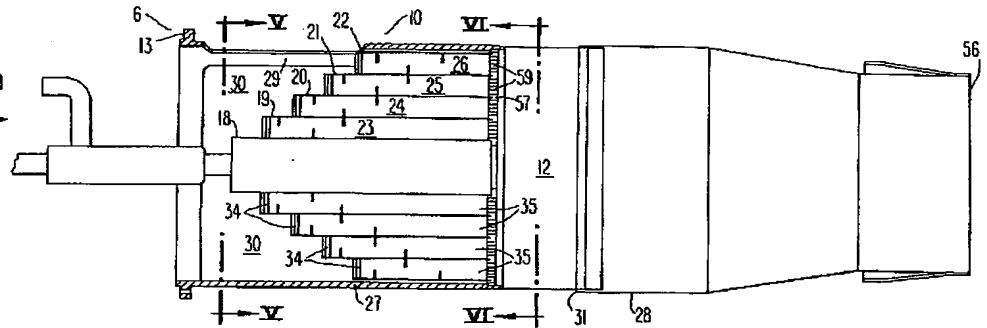
20 44, 53 スワラ翼

* 59 スワラ

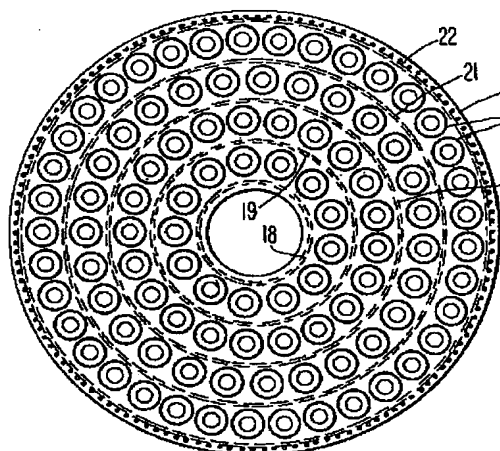
【図 1】



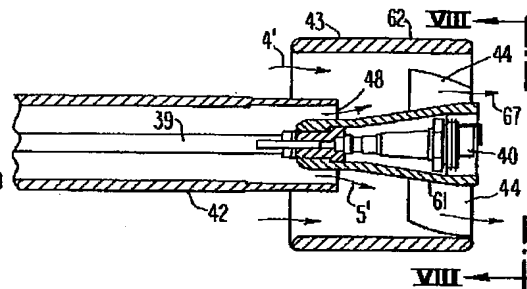
【図 2】



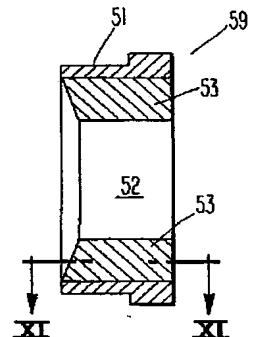
【図 6】



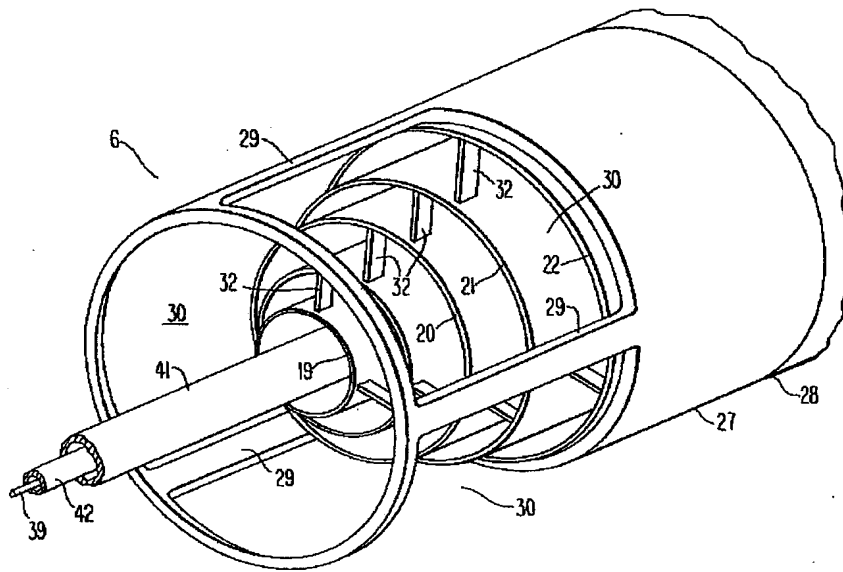
【図 7】



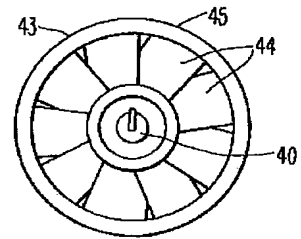
【図 10】



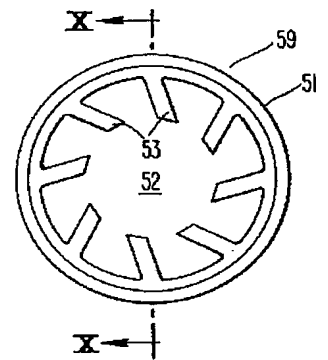
【図3】



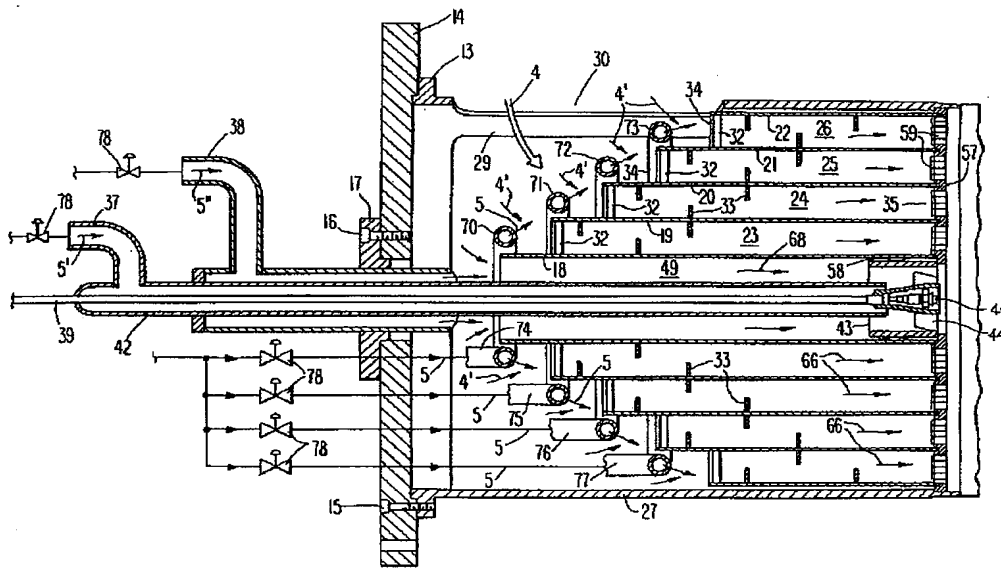
【図8】



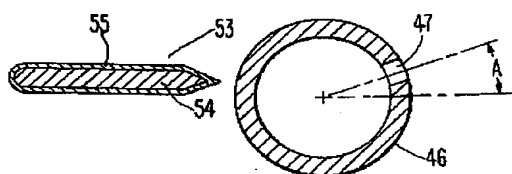
【図9】



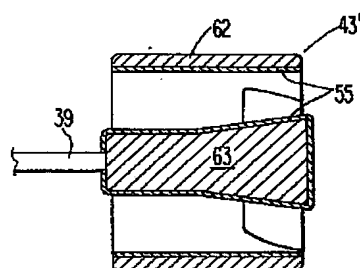
【図4】



【図11】

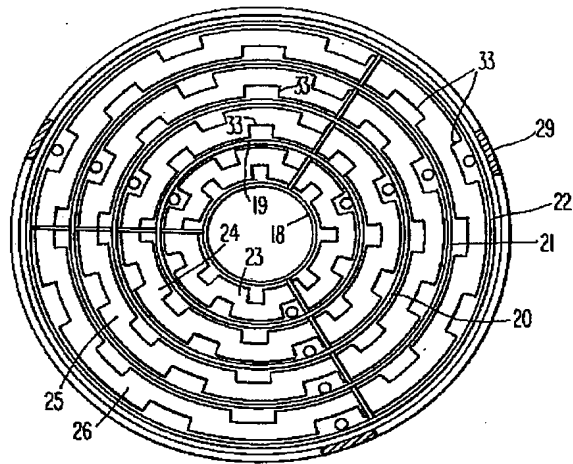


【図12】

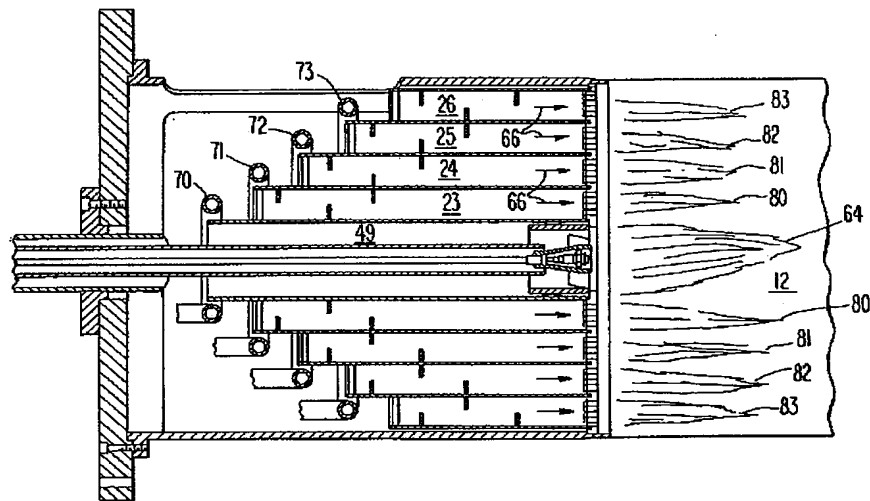


【図14】

【図5】



【図13】



フロントページの続き

(72)発明者 ユージーニオ コラッティ
カナダ国 オンタリオ ミシッソーガ シ
リパーククリークブルバード ナンバート
ウエンティワン 600

(72)発明者 デビッド ジョセフ アモス
アメリカ合衆国 フロリダ州 オーランド
シドンストリート 8518